嫦娥五号月球轨道交会对接制导、导航与控制系统

徐阳¹, 马琳^{1*}, 刘涛^{1,2}, 于丹¹, 胡锦涛^{1,2}, 郑永洁¹, 李轶¹, 乔德治¹, 王勇¹

1. 北京控制工程研究所, 北京 100190;

2. 空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190

* E-mail: ma068@sina.com

收稿日期: 2021-03-18; 接受日期: 2021-05-21; 网络版发表日期: 2021-07-07

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥五号(CE-5)实现了我国首次无人自主月球轨道交会任务, 制导、导航与控制(GNC)系统发挥了重要作用. 本文介绍了CE-5月球轨道交会对接GNC系统的组成及工作原理, 交会对接任务阶段划分, 制导、导航与控制关键技术, 以及在轨飞行情况和结果评估.

关键词 嫦娥五号, 月球轨道, 交会对接, 制导、导航与控制

1 引言

嫦娥五号(CE-5)探测器由轨道器、返回器、着陆器和上升器四个部分组成, 它们肩负着各自的任务, 以“接力”的方式将月球样品送回地球. 在上述任务的完成过程中, 月球轨道交会对接是实现月球采样返回的关键环节之一, 月球轨道交会对接制导、导航与控制系统(简称“轨道器GNC系统”)在交会对接任务中起核心作用.

交会对接过程从距离上讲是一个由远及近的过程, 从精度上讲是一个由粗到精的过程^[1], 它能够跟踪航天器(简称“追踪器”)逐渐引导到目标航天器(简称“目标器”)附近且接近, 并最终与其对接. 对于交会对接任务, 追踪器的飞行阶段通常包含以下阶段: 远距离导引段、近距离自主控制段、对接段、组合体运行段和撤离段等^[2].

美国的“Apollo”计划共执行了6次载人月球轨道交会对接, 其登月舱(LM)系统配置完备, 作为追踪器执行全程交会控制任务^[3]. CE-5上升器从月面发射入轨, 其规模较小且系统配置较为简单, 不具备实施近距离主动交会的能力. 因此, CE-5任务中首次采用了追踪器和目标器角色互换、分阶段实施交会对接的策略, 极大地优化了探测器整体性能. 远距离导引段, 由上升器作为追踪器, 完成远距离调相和轨道面调整控制; 近距离自主控制段, 由轨道器与返回器组合体(简称“轨返组合体”)作为追踪器, 自主完成与上升器的近距离交会.

CE-5月球轨道交会对接任务与地球轨道交会对接任务接近, 但由于月球轨道空间环境与地球轨道空间环境存在差异, 使得CE-5月球轨道交会对接任务面临地面测控系统支持能力有限、缺少类似全球卫星导航系统的高精度自主导航系统支持、探测器动力学结

引用格式: 徐阳, 马琳, 刘涛, 等. 嫦娥五号月球轨道交会对接制导、导航与控制系统. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 788–798

Xu Y, Ma L, Liu T, et al. Chang'e-5 guidance navigation and control system for rendezvous and docking in lunar orbit (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 788–798, doi: [10.1360/SST-2021-0096](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0096)

构复杂以及所涉及的飞行任务多样等问题, GNC系统在任一环节出现差错, 都将造成整个采样返回任务的失败. CE-5月球轨道交会对接任务的主要难点包括以下几个方面:

(1) 地面测控系统支持能力有限, 对GNC系统自主性和可靠性要求极高;

(2) 轨返组合体作为追踪器为存在显著液体晃动和挠性振动耦合的复杂航天器, 这对实现高精度交会对接控制提出了挑战;

(3) 近距离自主控制段为“大追小”模式(轨返组合体作为追踪器, 质量约为上升器的6倍), 为此采用新型抱爪式弱撞击对接机构实现对接, 对接精度要求高; 此外, 在此种模式下, 目标器姿态易受干扰.

根据CE-5月球轨道交会对接任务的目标、特点和难点, 在借鉴相关技术的基础上, 逐步形成了月球轨道交会对接制导、导航与控制技术, 成功应用于探月工程三期嫦娥五号任务. 本文介绍了月球轨道交会对接任务飞行阶段划分、轨道器GNC系统组成和工作原理, 介绍了制导、导航与控制技术的应用策略和设计方案, 最后介绍了CE-5月球轨道交会对接飞行任务的结果与评价.

2 飞行阶段划分及GNC系统组成

嫦娥五号探测器根据飞行阶段不同有多种不同的

构型, 在月球轨道交会对接任务中共涉及3种构型: (1) 轨返组合体, 用于实现交会对接和月地转移任务, 轨道器GNC系统拥有控制权; (2) 上升器单器, 上升器GNC系统拥有控制权; (3) 对接完成后, 轨返组合体与上升器形成对接组合体, 轨道器GNC系统拥有控制权.

2.1 飞行阶段划分

CE-5月球轨道交会对接过程可划分为以下4个阶段: 轨返组合体调相段、远距离导引段、近距离自主控制段、对接组合体运行段(样品转移). 图1给出了月球轨道交会对接飞行阶段划分示意图.

(1) 轨返组合体调相段

轨返组合体调相段从轨返组合体着上组合体(由着陆器和上升器组成, 用于实现月面着陆和采样任务)分离始, 至上升器月面上升止. 期间轨返组合体在地面的引导下实施4次轨道控制, 完成轨道相位和轨道面调整到达200 km圆轨道, 控后轨道作为后续上升器月面上升和远距离导引轨控的目标轨道.

(2) 远距离导引段

远距离导引段从上升器月面上升始, 至相对距离50 km附近止. 期间上升器在地面引导下实施4次轨道控制, 完成轨道相位和轨道面调整, 使得上升器进入与轨返组合体同一轨道面, 但轨道高度比轨返组合体轨道高10 km的环月圆轨道, 并在设定的交班时刻相位领先于轨返组合体50 km. 该交班时刻所对应的相

图1 (网络版彩图)月球轨道交会对接飞行阶段划分

Figure 1 (Color online) Flight phases definition of lunar orbit rendezvous and docking.

对位置称为初始瞄准点(即远距离导引段与近距离自主控制段的分割点), 此时的相对轨道约束是远距离导引段轨道控制的设计约束, 其控制精度将直接影响后续近距离自主控制段进程。

(3) 近距离自主控制段

近距离自主控制段从上升器和轨返组合体相距 50 km 始, 至完成对接止。期间, 由轨道器 GNC 系统自主实施相对测量和轨道控制, 逐步接近上升器直至对接。近距离自主控制段需要充分考虑两航天器间的相对运动特性, 所采用的制导、导航与控制策略有别于其他阶段, 最能体现交会对接技术的特点, 并且整个交会对接任务对该阶段 GNC 系统的性能要求最多、也最为严格, 所以近距离自主控制段是交会对接制导、导航与控制设计的重点。根据不同的任务功能和性能要求, 近距离自主控制段又可进一步细分为寻的段、接近段、平移靠拢段等子阶段。

寻的段从相对距离 50 km 始, 至捕获上升器轨道系(VVLH系)-V-Bar上 5 km 处的停泊点止。寻的段的主要制导、导航与控制功能可概括为: 轨道器 GNC 自主完成姿态确定、相对导航信息处理、制导律解算以及控制实施, 经过若干次轨道控制后, 最终进入与上升器相同轨道高度, 但位于上升器后方 5 km 的停泊点, 并进行相对位置保持控制, 以进行状态检查同时确保对接时刻测控弧段满足要求。

接近段从 5 km 停泊点出发始, 至捕获-V-Bar上 100 m 处的停泊点止。整个接近段飞行过程的相对距离从 5 km 缩小至 100 m, 为适应相对测量敏感器的测量范围, 并使得飞行轨迹的安全性更好, 在接近段设置过渡停泊点, 并经由停泊点间的转移最终捕获对接走廊。接近段过渡停泊点设定在 1 km 处, 将整个接近段分为 1 km 接近过程和 100 m 接近过程两个细分阶段。

平移靠拢段从 100 m 停泊点出发始, 至对接机构实施目标抓捕止。平移靠拢段的相对位置和相对姿态均采用闭环控制方式, 使轨返组合体以设定的状态接近上升器。该阶段两航天器相距非常近, 并且需要进行频繁的姿和位置控制, 从控制精度、轨迹安全、系统可靠性等方面对轨道器 GNC 系统的性能提出严格的要求, 是整个交会对接任务设计的重中之重。

(4) 对接组合体运行段

对接组合体运行段从停控抓捕始, 至对接组合体分离止。对接组合体运行初始需要在姿轨无控状态下,

由对接转移机构实施采样样品转移, 即将样品从上升器转移至返回器; 转移完成后, 由轨道器负责组织实施对接组合体的对日姿态控制。

2.2 GNC系统组成及工作原理

轨道器 GNC 系统由传感器、控制器和执行机构组成, 并与探测器姿轨动力学和运动学构成闭环系统以完成既定的控制目标。

传感器包括: 模拟太阳敏感器、数字太阳敏感器、星敏感器、陀螺组合件、加速度计组合件、IMU 处理线路, 以及相对测量敏感器(包括微波雷达、激光雷达、交会对接光学成像敏感器及与上述敏感器对应的安装在上升器上的合作目标, 其中, 交会对接光学成像敏感器(Camera-type Rendezvous & Docking Sensor, CRDS)配置远场 CRDS 和近场 CRDS); 执行机构包括: 动量轮、双组元推进系统; 控制器为中心控制单元。轨道器 GNC 系统是控制器、敏感器、执行机构及相应软件、算法的集合, 图 2 给出了轨道器 GNC 系统组成。

3 制导

与我国已经进行的地球轨道交会对接任务不同, CE-5 交会对接任务有严格的时间约束。在正常工况下, 设计的飞行时序可确保 5 km 停泊点、1 km 停泊点、100 m 停泊点的转出时间为固定值, 而平移靠拢模式的接近速度依据规划值进行控制, 这样可确保在规定时间内完成对接任务。月球轨道交会对接制导策略如图 3 所示。

针对月球轨道交会对接受制于空间环境, 地面测控能力较弱, 使得交会对接入口精度较差, 进而导致近距离自主控制的初始相对轨道状态存在较大不确定性, 对近距离自主控制的高性能实施造成困难的问题, 提出了一种可适应初始瞄准位置大范围变化的寻的动态优化多脉冲制导方法。该方法设计了基于相对导航的自主寻的制导规划算法、基于霍曼交会相对视线触发条件的实时制导规划算法、基于高精度轨道预测校正的制导脉冲优化算法(地面计算), 并综合 3 种算法设计了完备的分级寻优制导计算方案。

图 4 给出了优化多脉冲制导技术^[4]原理。转入寻的飞行段后, 依据相对导航计算轨返组合体相对于上升

图 2 (网络版彩图)轨道器GNC系统组成

Figure 2 (Color online) GNC system composition of the orbiter.

图 3 月球轨道交会对接制导策略

Figure 3 The guidance strategy of lunar orbit rendezvous and docking.

器的相对位置和相对速度, 采用基于相对导航的自主寻的制导规划算法规划最优轨控位置^[4](对应首脉冲执行时刻 tp_1), 与地面通过测定轨计算得到的制导脉冲注入值(对应首脉冲执行时刻 tp_1')进行比较, 依据“提前执行优先”的原则确定寻的首脉冲对应的执行星

时, 并据此完成后续各次修正脉冲的规划. 执行首脉冲前, 实时依据相对导航结果, 采用基于霍曼交会相对视线触发条件^[4]的实时制导规划算法进行监测, 若相对轨迹满足霍曼交会相对视线触发条件, 则即刻执行寻的首脉冲, 并重新进行后续各次修正脉冲的规划, 以

图4 (网络版彩图)优化多脉冲制导技术原理图

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of multiple-impulse optimal guidance law.

应对初始大偏差导致实际相对运动明显偏离标称轨迹的恶劣情况, 确保完成寻的制导任务。

寻的动态优化多脉冲制导方法可适应初始瞄准位置切向偏差 ± 10 km, 径向偏差 ± 2 km, 法向偏差 ± 2 km, 同时应对轨道偏心率 < 0.01 的各种工况, 并可进一步拓展应用场景, 极大地提高了交会对接方案的适应能力。优化多脉冲制导规划仿真结果如图5所示, 图中细线为相对位置飞行轨迹, 粗线表征追踪器相对目标器的相对视线界限, 从右至左依次为 20° , 30° , 40° , 50° , 60° , 70° , 80° 。

4 导航

与地球轨道交会对接中有成熟可靠的全球卫星导航系统不同, 月球轨道交会对接相对导航只能依靠定制开发的相对测量敏感器, 且由于不能实现全弧段测控覆盖等原因, 月球轨道交会对接必须具备较高的自主能力。确保相对导航结果的正确, 是正确制导和控制的前提, 因此, 轨道器GNC系统提出了一种异构体制相对测量敏感器特征参数实时诊断与系统重构

图5 (网络版彩图)优化多脉冲制导规划结果

Figure 5 (Color online) Optimal planning results of multiple-impulse.

方法。

轨道器GNC系统研制并构建了由4种相对测量敏感器组成的自主相对测量系统, 包括宽波束相干体制微波雷达a、带伺服转动单元的非相干体制微波雷达b、激光雷达和CRDS, 任意距离均可确保至少有两种不同体制的相对测量敏感器可用, 确保系统冗余度和可靠性。

在硬件冗余的基础上, 基于“滤波器独立, 估计值融合”的基本思路设计导航算法, 依据不同敏感器的位姿测量信息, 共设计了5个独立滤波器。滤波器分别设计有滤波器重置、滤波测量更新允许、滤波收敛等判据, 逐级对滤波器性能进行评估, 并依据飞行阶段和各滤波器的状态评估结果, 动态选择主份导航值引入制导和控制环节, 确保GNC系统性能。对于相对位置控制的诊断, 对多信息源融合的相对测量有效性进行监测, 设计了轨道差分与微波雷达测量间的一致性比较算法, 交会对接雷达测量间的一致性比较算法, 激光雷达与CRDS测量间的一致性比较算法, 对异常测量进行实时甄别以及及时阻断异常传播链。分别利用交会对接雷达的原始测量值转换为本体系中的相对位置。信息源中的误差为交会雷达的测量误差和安装误差, 这些误差是各交会雷达的特征参数, 可表征交会雷达测量性能。通过比较测量值间的一致性, 据此进行异常诊断, 从而保证位置控制指令的正确性。图6给出了相对导航融合体系结构图。

以微波雷达a为例, 对单一相对测量独立滤波设计

图 6 (网络版彩图)相对导航融合体系结构
Figure 6 (Color online) Relative navigation fusion architecture.

进行说明, 图7给出了微波雷达a导航解算结构流程图。

5 控制

轨道器是国际上首次使用无晃晃装置大型表面张力贮箱执行交会对接任务的航天器, 除安装有4个表面张力贮箱外, 还安装有大型挠性帆板, 为存在显著液体晃动和挠性振动动力学耦合的复杂航天器。交会对接期间, 轨道器剩余液体燃料超过900 kg, 而整器干重仅为1400 kg, 液体占比近40%。贮箱中不同液体分布构型使得整器质心变化范围较大, 加剧位姿控制耦合; 交会对接期间持续的小加速度位置控制容易激起液体晃动, 进而对轨返组合体位姿造成干扰。此外, CE-5探测器采用了新型缓速抓捕式对接方式, 对GNC系统提出了严苛的对接初始条件指标。为此, 轨道器GNC系统提出一种动态自主规划、自主时域综合的六自由度相对运动控制方法, 实现了存在显著液体晃动和挠性振动耦合下的高精度六自由度相对运动控制。

(1) 建立三维小加速度作用下的液体晃动等效仿真模型

由于国际上尚缺少频繁小加速度工况下的液体晃动建模手段, 为此, 对交会对接期间微小加速度工况下的液体晃动动力学特性进行了建模分析, 建立了三维弹簧-质量等效模型模拟三维小加速度作用下的液体晃动影响, 据此开展了近距离交会对接控制方案的设

计和仿真分析。图8给出了三维弹簧-质量等效模型, 贮箱本体坐标系 O_b 的原点位于球心, m_s 代表晃动质量, m_0 代表静止质量, I_0 代表静止质量相对于其质心的惯量。晃动质量利用三个弹簧阻尼器与贮箱连接, 晃动质量处于静平衡位置时三个弹簧阻尼器方向分别与三个轴重合。三个弹簧阻尼器的刚度 K_s 和阻尼 C_s 分别相等。假设液体在微重力作用下发生小幅运动, 大部分液体仍包裹在贮箱壁面上不发生运动, 这部分液体用静止质量 m_0 表示, 因此静止质量的位置始终位于球心, r_s 为晃动质量 m_s 发生小幅位移时相对于贮箱本体坐标系的位移, $\dot{r}_s$ 和 $\ddot{r}_s$ 表示速度和加速度^[5]。

(2) 建立复杂相对位姿耦合动力学模型, 采用频域分析方法进行系统稳定性分析

在近距离交会过程中, 姿态与位置相互耦合, 传统动力学方程无法反映该特点。为此建立了挠性体相对位姿耦合动力学模型^[5], 并采用频域分析方法设计了姿轨耦合稳定性分析算法。据此可以得到频域传递函数阵, 通过对传递函数矩阵具体元素进行单独分析, 从而对具体方向的姿态位置稳定性进行评估, 图9所示为设计的稳定性分析软件界面。利用粒子群优化等高级寻优算法^[6-8]可得到满足稳态性能要求的优化姿态控制参数。粒子群优化算法作为近年来流行的智能算法, 具有表达式简单以及搜索速度快等特点, 适用于解决控制参数的自动分析和设计等问题。

(3) 应用时域自主动态规划方式实现控制器的在线自主调整

接近过程对时效性要求较高, 敏感器测量精度变化随距离变化显著, 同时存在液体晃动影响等不确定性因素, 单一控制参数难以兼顾不同交会阶段控制性能要求。为此, 提出了一种应用时域自主动态规划方式实现控制器的在线自主调整, 由远及近实现了控制精度的逐步提高和接近速度的分级降低, 可高性能完成近距离交会控制, 满足严苛对接初始条件指标。通过对测量特性进行分析, 设计了动态调整控制精度的逻辑, 并据此实时调节控制器特性参数, 采用动态规划方式达到控制器性能、测量精度以及控制指标间相匹配, 在满足控制精度要求的同时避免频繁控制造成对上升器的羽流扰动, 同时避免激发非刚体模态的振动耦合。图10给出了在轨飞行时横向位置控制器在线自主调整结果, 实线为横向位置飞行数据, 虚线为控制器自主动态调整的实时控制阈值。

图 7 微波雷达a导航解算结构

Figure 7 Structure of microwave radar a navigation solution.

(4) 采用修正式伪速率调制实现推力器指令调制

在控制指令实现方面, 为采用脉冲开关式发动机达到连续控制系统的实现效果, 采用了修正式伪速率调制(MPRM)实现推力器指令调制, 以常推力发动机开关方式获得等效于连续控制器的作用效果, 通过软件算法的优化设计避免增加硬件的复杂度, 调制算法兼顾伪速率调制(PRM)的时效性和脉宽调制(PWM)简洁性. 控制器输出为连续控制力/力矩指令, 需要采用脉冲开关式发动机控制达到连续系统的实现效果. 传统的伪速率调制虽然具有同时调频调宽的效果, 但是

其需要硬件数据寄存器, 设计复杂. 伪速率调制器原理如图11所示.

为此, 嫦娥一号提出了利用脉宽调制器替代伪速率调制器实现姿态控制的方法, 该方法依据PRM解析形式的占空比关系求解喷气脉宽, 在累计喷气量上与PRM调制完全等价^[9]. 但是, 在占空比较小时, 由于控制周期较短, PWM方法控制输出滞后明显, 这对需要频繁施加小脉宽的精细六自由控制非常不利. 为此, 嫦娥五号采用了MPRM.

MPRM虽然只进行脉冲宽度调制, 但是仍然继承

图 8 (网络版彩图)三维弹簧-质量等效模型
Figure 8 (Color online) Spring-mass equivalent model.

图 10 (网络版彩图)横向位置控制器在线自主调整
Figure 10 (Color online) Online self-adjustment of lateral position controller.

图 9 (网络版彩图)稳定性分析软件界面
Figure 9 (Color online) software interface of stability analysis.

了PRM的优良性能, 具有输出信号占空比与输入信号成线性关系的性能, 且时效性显著优于PWM, 同时兼顾了PRM的时效性和PWM简捷性。MPRM与PRM, PWM的比较结果分别如图12所示, 在占空比较小时, MPRM较PWM提前开始控制输出。

图 11 伪速率调制器(PRM)
Figure 11 Schematic diagram of pseudo rate modulator.

6 飞行情况与评估

6.1 在轨飞行情况

2020年11月30日轨返组合体与着上组合体在200 km高度的环月圆轨道分离, 之后着上组合体实施降轨和着陆控制并开展月面采样工作。

轨返组合体于12月1日7时、12月2日4时、12月2日22时、12月3日11时分别执行了4次调相控制, 最终进入高度200 km、倾角30°(月心J2000系)的环月近圆轨道, 之后, 轨返组合体维持本体-Z轴对日姿态指向控制进行巡航飞行。

上升器于12月3日23时从月面起飞, 首先进入15 km × 180 km的环月椭圆轨道, 并于12月4日6时、15时、12月5日4时、19时分别执行了4次远距离导引, 最终进入与轨返组合体同一轨道平面、较轨返组合体轨道高度高10 km的环月近圆轨道, 且相位领先轨返组合体约50 km。

图 12 (网络版彩图) 0.006 Hz正弦输入PRM (a), PWM (b)与MPRM比较

Figure 12 (Color online) Comparison between MPRM and PRM (a), PWM (b) (0.006 Hz sinusoid signal input).

12月6日2时两航天器相距约50 km时, 轨返组合体转入近距离自主控制段, 自主实施近距离交会和对接。此前, 在相对约75 km处, 轨返组合体和上升器分别采用轮控调姿方式由对日指向姿态转入对月指向姿态, 以建立相对测量。寻的段, 轨返组合体依据相对导航, 通过实施5次制导脉冲成功捕获5 km停泊点, 并进行5 km位置保持控制。由于测控条件限制, 寻的段的前2次轨控在测控弧段外执行。

12月6日4时轨返组合体转入接近段, 采用C-W制导相继捕获1 km停泊点和100 m停泊点, 并进行必要的位置保持控制。由于测控条件限制, 接近段近50%的时段位于测控弧段外。

12月6日5时, 轨返组合体转入平移靠拢段, 采用六自由度控制方式完成最后100 m的逼近, 在满足停控条件后向对接机构发出抓捕指令, 对接机构成功捕获上升器, 完成交会对接任务。对接组合体在无控状态下实施样品转移操作, 将样品从上升器转移至返回器, 之后由轨道器实施对接组合体的姿态稳定控制。

6.2 飞行结果评估

(1) 寻的段评估

受制于测控条件, 寻的飞行的前2次制导脉冲不在测控弧段内。5 km停泊点前后轨道面内相对位置飞行轨迹如图13所示, 图中箭头标示出飞行轨迹的变化方向。

通过对遥测数据进行详细分析得出以下结论:

1) 由于相对导航和姿态确定准确, 第3次和第4次

寻的机动轨控速度增量较小, 均采用平移轨控方式而未进行调姿; 第5次脉冲(制动脉冲)进行了小范围调姿, 俯仰调姿约 3° , 微波雷达均未发生失锁;

2) 转入5 km保持的初始三轴位置偏差均小于20 m, 位置保持阶段由于偏差较小始终未触发控制死区, 未主动实施位置控制;

3) 巡航飞行、轨控、调姿期间的姿态控制均按设计状态实施; 在轨控期间, 依据加速度计组合件测量, 可观测到液体燃料晃动对星体的作用力, 姿态控制器很好地抑制了其作用力矩对星体的影响。

(2) 接近段评估

通过对遥测数据进行详细分析得出以下结论:

图 13 (网络版彩图) 轨道面内相对位置飞行轨迹

Figure 13 (Color online) Relative position flight path in orbit plane.

图 14 (网络版彩图) 平移靠拢段相对平动飞行结果(a)和相对转动飞行结果(b)

Figure 14 (Color online) Results of relative translation flight (a) and relative rotation flight (b) in translation approach phase.

1) 轨控和巡航期间的姿态控制均按设计状态实施;

2) 再次进入测控弧段时, 轨返组合体已经顺利转入 100 m 停泊点保持, 远场 CRDS 成功建立稳定测量且滤波状态正常。

(3) 平移靠拢段评估

平移靠拢段全程均在测控弧段内, 详细分析平移靠拢段遥测数据, 得出以下结论:

1) 激光雷达全程有效, 精度满足测量要求; 远近场 CRDS 测量范围和精度均满足设计指标; 比对激光雷达与 CRDS 的滤波输出, 一致性较高;

2) 接近方向(X 方向)速度控制的加减速过程与设计逻辑一致, 匀速控制阶段速度控制稳定, 15 m 内均未实施减速控制, 避免了对上升器造成羽流干扰的可能;

3) 径向相对位置(Z 方向)由于受到接近方向速度的动力学耦合影响, 呈现正向单边控制, 与设计仿真分析一致, 位置偏差沿所设计的动态控制死区逐渐收敛, 相对距离 7 m 以内即已满足对接指标要求;

4) 法向相对位置(Y 方向)轨迹符合双积分环节欠阻尼控制器的作用效果, 呈现双边极限环形式, 与设计仿真分析一致, 控制精度依据所设计的动态控制死区逐渐减小;

5) 实施停控时的初始相对状态远优于指标要求。

图 14 给出了平移靠拢段轨返组合体与上升器相对平动与相对转动的情况。

7 结论

针对我国探月工程三期月球轨道无人自主交会对接任务特点和难点, CE-5 月球轨道交会对接 GNC 系统提出了寻的动态优化多脉冲制导方法、异构体制相对测量敏感器系统重构方法以及动态自主规划和自主时域综合的六自由度相对运动控制方法等, 完成了无人自主月球轨道交会对接的全部制导、导航与控制任务。在轨飞行结果证明了 GNC 系统自主导航、制导及控制策略和方法的有效性, 交会对接控制指标达到国际先进水平。

参考文献

- 1 Hu J, Xie Y C, Zhang H, et al. Shenzhou-8 spacecraft guidance navigation and control system and flight result evaluation for rendezvous and docking (in Chinese). *Aerosp Control Appl*, 2011, 37: 1-6 [胡军, 解永春, 张昊, 等. 神舟八号飞船交会对接制导、导航与控制系统及其飞行结果评价. *空间控制技术与应用*, 2011, 37: 1-6]
- 2 Xie Y C, Chen C Q, Liu T, et al. *Theory and Methods of Guidance, Navigation and Control for Spacecraft Rendezvous and Docking* (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2018 [解永春, 陈长青, 刘涛, 等. 航天器交会对接制导导航控制原理和方法. 北京: 国防工业出版社, 2018]

- 3 Zhang B N. Analysis and Design of Spacecraft Rendezvous and Docking Mission (in Chinese). Beijing: Science Press, 2011 [张柏楠. 航天器交会对接任务分析与设计. 北京: 科学出版社, 2011]
- 4 Yang J C. Spacecraft Orbital Dynamics and Control (Part 2) (in Chinese). Beijing: Aerospace Press, 2002 [杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制(下). 北京: 宇航出版社, 2002]
- 5 Wang T S, Miao N, Li J F, et al. Liquid sloshing equivalent mechanical model during rendezvous and docking (in Chinese). *Aerosp Control Appl*, 2015, 41: 1–7 [王天舒, 苗楠, 李俊峰. 航天器交会对接中液体燃料晃动等效模型研究. *空间控制技术与应用*, 2015, 41: 1–7]
- 6 Li L, Niu B, et al. Particle Swarm Optimization Algorithm (in Chinese). Beijing: Metallurgical Press, 2009 [李丽, 牛奔. 粒子群优化算法. 北京: 冶金出版社, 2009]
- 7 Niu B, Zhu Y, He X, et al. An improved particle swarm optimization based on bacterial chemotaxis. In: *Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control*. Dalian: IEEE, 2006
- 8 Shi Y, Eberhart R C. A modified particle swarm optimizer. In: *Proceedings of the IEEE World Congress on Computational Intelligence*. Anchorage: IEEE, 1998. 69–73
- 9 Wang Z, Li T S, Wang D Y. Attitude control during lunar satellite orbit maneuver (in Chinese). *Aerosp Control*, 2005, 23: 11–14, 40 [王寨, 李铁寿, 王大轶. 探月卫星变轨时的姿态控制研究. *航天控制*, 2005, 23: 11–14, 40]

Chang'e-5 guidance navigation and control system for rendezvous and docking in lunar orbit

XU Yang¹, MA Lin¹, LIU Tao^{1,2}, YU Dan¹, HU JinChang^{1,2}, ZHENG YongJie¹, LI Yi¹, QIAO DeZhi¹ & WANG Yong¹

¹ *Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;*

² *Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China*

The Chang'e-5 has carried out China's first autonomous rendezvous and docking in lunar orbit. The guidance, navigation, and control system (GNC) plays an important role in this achievement. This paper introduces the composition of the GNC system and its working principles, in addition to rendezvous and docking (RVD) phase partition and the key technology involved. In addition, the first RVD flight result and its evaluation are presented.

Chang'e-5, lunar orbit, rendezvous and docking, GNC

doi: [10.1360/SST-2021-0096](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0096)